

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(7), 601-608(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.7.601

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

Support Vector Regression 기반 공력-비선형 구조해석 연계시스템을  
이용한 유연날개 다목적 최적화

최 원\*, 박찬우\*\*, 정성기\*\*\*, 박현범\*\*\*\*

Multi-Objective Optimization of Flexible Wing using Multidisciplinary  
Design Optimization System of Aero-Non Linear Structure  
Interaction based on Support Vector Regression

Won Choi\*, Chan-Woo Park\*\*, Sung-Ki Jung\*\*\* and Hyun-Bum Park\*\*\*\*

Poongsan Defense R&D Institute\*, Department of Aerospace Engineering, Gyeongsang National  
University\*\*, Engineering Center, Modeling and Applied Social Sciences Federal University of  
ABC\*\*\*, Division of Defence Science & Technology, Howon University\*\*\*\*

## ABSTRACT

The static aeroelastic analysis and optimization of flexible wings are conducted for steady state conditions while both aerodynamic and structural parameters can be used as optimization variables. The system of multidisciplinary design optimization as a robust methodology to couple commercial codes for a static aeroelastic optimization purpose to yield a convenient adaptation to engineering applications is developed. Aspect ratio, taper ratio, sweepback angle are chosen as optimization variables and the skin thickness of the wing. The real-coded adaptive range multi-objective genetic algorithm code, which represents the global multi-objective optimization algorithm, was used to control the optimization process. The support vector regression(SVR) is applied for optimization, in order to reduce the time of computation. For this multi-objective design optimization problem, numerical results show that several useful Pareto optimal designs exist for the flexible wing.

## 초 록

유연날개의 공력 및 구조 설계값을 설계 변수로 하여 정적 상태에서의 정적 공탄성해석 및 최적화를 수행하였다. 정적 공탄성해석과 최적화를 위해 상용 해석소프트웨어들이 연계된 강건한 다분야 최적설계 시스템을 개발하였다. 최적화 설계변수로는 가로세로비, 테이퍼비, 후퇴각과 날개 위아래 스킨 두께를 설정하였다. 전역적 다목적 최적화를 위해 실수기반 적응영역 다목적 유전자 알고리즘을 적용하였으며 계산시간을 줄이기 위해 메타모델로 서포트벡터회귀 기법을 적용하였다. 유연날개에 대한 파레토 결과 분석을 통해 최대 항속시간과 최소 중량에 대한 최적 결과를 확인하였다.

**Key Words** : Flexible Wing(유연날개), Support Vector Regression(서포트벡터회귀), Adaptive Range Multi-Objective Genetic Algorithm(적응영역 다목적 유전자 알고리즘)

† Received : June 11, 2014    Revised : April 14, 2015    Accepted : April 27, 2015

\*\* Corresponding author, E-mail : parkcw@gnu.ac.kr

## 1. 서 론

미국의 고고도 무인기 운용 프로그램 ERAST (Environment Research Aircraft and Sensor Technology)을 통해 개발된 헬리오스는 무인 고고도 태양열 비행체로써, 날개 끝에서 끝까지의 길이가 16.9m, 날개폭은 3.6m, 그리고 총중량은 920kg으로 그 크기는 보잉 747의 동체 길이보다 더 길지만 무게는 소형 자동차보다 가볍다. 헬리오스는 2003년 6월 하와이에서 6개월 이상 비행하는 장시간 시험 비행 테스트 도중 8,000m 상공에서 추락하였다. 사고의 원인은 외부돌풍에 의하여 divergent pitch mode에 빠지게 되었으며 기본 비행속도 때 보다 2배의 진동으로 구조물에 갑작스런 파괴적 항복(catastrophic failure)이 발생하여 기체가 파손되었다[1]. Fig. 1은 비행 중 파손되는 헬리오스를 보여 준다.

헬리오스의 이 사고 이후 NASA에서는 유연날개를 가지는 헬리오스 급의 항공기들에 대한 이해도와 해석방법에 대해 제한적이었음을 인식하였으며 최신의 다분야를 고려한 해석방법 개발의 필요성을 제안하였다[2]. 주요한 개선 연구로는 미시건 대학과 연계하여 비선형 공탄성해석툴 UM/NAST(University of Michigan's Nonlinear Aeroelastic Simulation Toolbox)을 개발하였으며 복합재료의 거동 신호를 모니터링하여 life cycle 예측, actuator를 삽입하여 위험한 거동 사전 제어, 전체 구조물의 성능을 향상시키기 위한 스마트 복합재료(smart composite) 사용 연구 등을 수행하였다. 장기체공을 위한 고세장비를 가지는 날개는 이륙전과 이륙후의 변형량의 차이가 상당히 크고 고도가 높아질수록 지상과의 온도 차가 심해져 날개 자체가 받는 응력이 날개 각 부분마다 다르다. 따라서 유연날개는 구조 변위나 변형률이 크게 발생하므로 구조 대변형을 고려한 비선형 구조해석이 요구된다. 본 연구에서는 앞서 설명된 구조물의 돌풍응답과 같은 동적 공탄성 해



Fig. 1. Failure by divergent pitch mode

석을 수행하기 전 정적 상태에서의 정적 공탄성 해석을 수행하였다. 정적 공탄성은 관성력이 고려되지 않은 탄성력과 공기력간의 상호작용으로 다이버전스(divergence), 하중재분포(load redistribution) 등이 있다. 공력과 구조를 연계하여 계산하는 공탄성해석 방법은 직접법(monolithic method)과 시차제법(staggered method)이 있으며 직접법은 구조 및 공력 지배 방정식을 재 공식화하여 통일된 공식을 이끌어내는 방법이며 시차제법은 구조 해석과 공력 해석 관련 변수들을 주고 받아 개별 시스템의 해석을 통한 업데이트를 반복하면서 수렴된 결과를 도출하는 방식이다. 시차제법은 공력해석 결과를 받아 구조해석을 수행하고 구조변형결과에 대해 공력해석을 다시 수행하여 수렴된 결과를 구하는 약결합(loosely coupling) 방법과 공력해석 수행 시 일정 계산 주기에서 구조해석을 수행하고 구조변형 결과에 대해 공력해석을 수렴해 가는 강결합(tight coupling) 방법으로 구분 된다. 유연날개와 같은 대변형 구조에 대해서는 약결합 방식이 더 적절한 것으로 알려져 있다 [3,4]. 공력/구조 연계 해석과 같은 다분야 최적 설계에서는 각 분야별 조건에 따라 대용량의 시간비용을 소요하는 전산해석을 대체할 수 있는 근사모델이 매우 중요하다. 근사모델은 설계공간 내 분포한 실험점을 기반으로 함수를 예측하는 방법이다. 근사 모델은 Regression 모델과 Interpolation 모델이 있다. Regression 모델은 실제 실험과 같이 랜덤 에러를 갖거나 노이즈가 있는 데이터를 Smooth out 해서 시스템의 전체적인 경향을 파악해야 하는 경우에 유용한 근사 모델이다. 일반적으로 RSM(Response Surface Model)이 많이 사용되며 Kriging, RBF(Radial Basis Function), SVR(Support Vector Regression) 등이 있다. RSM이 주로 사용된 이유는 랜덤 에러가 존재하는 실제 실험 위주의 환경에서도 1차 혹은 2차 Polynomial 모델로 시스템의 경향 예측을 가능하게 해 주기 때문이다. SVR은 입력공간과 관련된 비선형 문제를 고차원의 특징공간의 선형문제로 대응시켜 나타내기 때문에 수학적으로 분석하는 것이 수월하다는 장점이 있다. Interpolation Model은 주어진 실험점들을 정확히 지나는 근사 모델을 말한다. Interpolation Model은 랜덤 에러가 없는 전산 실험에 유용한 방법으로 실험점을 정확히 지나는 특징으로 인해 많은 실험점이 존재하는 경우에 비선형성이 큰 시스템의 성능도 정확히 예측하는 장점이 있으나 실험점이 적은 경우에는 성능의 경향을 왜곡하는 단점이 있다. 본 연구에서는 정적 상태에서의 정적공탄성해석

을 위해 약결합 방식의 공력-비선형 구조 연계 프로세스를 구성하였으며 SVR 근사 모델 적용을 통한 고세장비 유연날개에 대한 다목적 최적화를 수행하였다.

## II. 본 론

### 2.1 자동화 공력-비선형 연계해석 시스템

양방향 공력-비선형 구조 연계해석을 위해 입력되는 형상 정보를 각 모듈에 전달하며 형상, 공력, 구조, 하중전달모듈을 제어하는 프로그램을 구성하였으며 약결합(loosely coupling) 방법으로 정적 공탄성 해석을 수행하였다. Fig. 2는 자동화 공력-비선형 연계해석 프로세스를 나타낸다.

#### 2.1.1 형상 생성 모듈

형상 생성모듈은 CATIA Visual Basic Script를 이용하여 구성하였으며 날개형상 정보를 입력 받아 날개 형상을 생성한다.

#### 2.1.2 공력 해석 모듈

공력해석 모듈은 공력해석 격자생성과 유동장 해석으로 구성되며 Gambit journal 파일을 이용하여 자동격자를 생성하였으며 3차원 유동해석을 위해 상용 CFD 코드인 FLUENT 12.0.16을 사용하였다. 유동 지배 방정식은 상류차분기법을 적용하여 공간차분을 하였으며, 속도 압력 연성에 대한 기법은 coupled를 사용하였다. Fig. 3은 약 백만개의 3차원 유동해석 격자를 나타낸다.

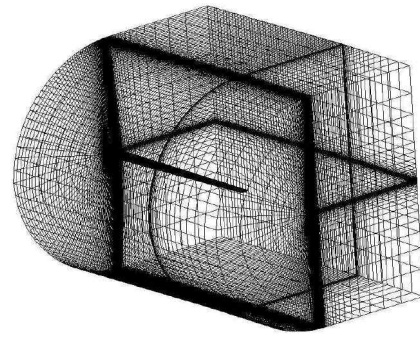


Fig. 3. Mesh for flow analysis

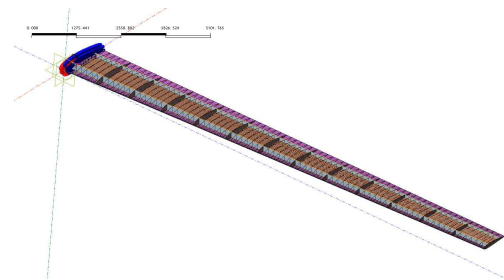


Fig. 4. Mesh for structure analysis

벽면 및 외부유동의 점성 효과 계산에는  $k-w$  SST 모델을 사용 하였다. 시간 적분으로는 내재적 시간 적분 기법을 이용 하였으며, 압력항은 이차 방법으로 이산화 하였다. 운동량, 난류 운동에너지와 난류소산율에 대해서는 이차 upwind 방법으로 이산화 하였으며 경계조건은 Far-Field로 설정하였다.

#### 2.1.3 비선형 구조 해석 모듈

장기체공을 위한 고세장비를 가지는 유연날개는 구조 변위나 변형률이 크게 발생하므로 구조 대변형을 고려한 비선형 구조해석이 요구된다. 구조해석 모듈은 Visual Basic Script와 NASTRAN FX를 사용하여 FEM 모델을 생성하였으며 ABAQUS를 이용하여 비선형해석을 수행 하였다. Fig. 4는 비선형 구조해석을 위한 격자를 나타낸다.

#### 2.1.4 하중 전달

공력하중을 구조하중으로의 전달은 Volume Spline Interpolation[5]를 이용하여 수행하였다. Volume Spline Interpolation은 Surface Spline Interpolation을 한 차원 확장한 것으로 3차원 형상을 직접적으로 보간할 수 있으므로 2차원의 Surface Spline Interpolation의 사용으로 인한 오차나 그 오차를 줄이기 위한 추가적인 계산을 필요로 하지 않기 때문에 구성이 더욱 간단하다는 장점이 있다.

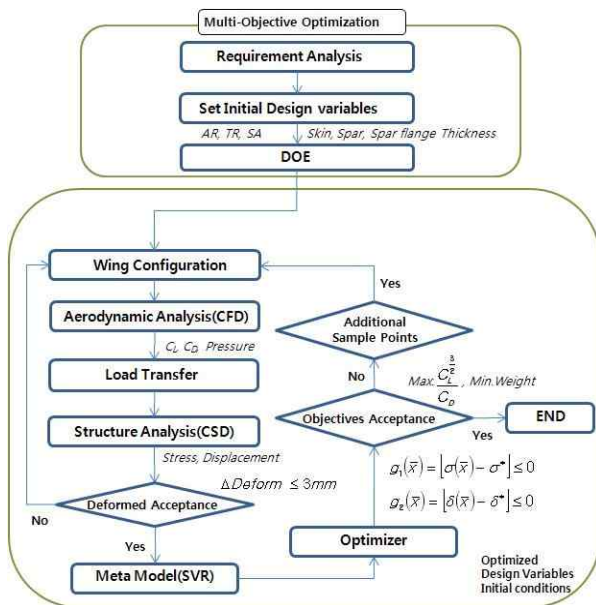


Fig. 2. Automated process for aero-structure interaction analysis

## 2.2 실험계획법

Meta Model을 구성하기 위해 적절한 수의 실험 및 해석을 수행해야 한다. 실험점은 해석의 범위 내에 고루 분포시켜 설계 영역의 전반에 걸쳐 회귀한 결과가 실제 결과를 모사할 수 있어야 한다. 이 때 일련의 과정을 거쳐 구성되는 Meta Model의 정확도와 효율성은 설계 영역내의 실험 점을 어떻게 선정하느냐에 따라 밀접한 관련을 갖는다. 실험 설계 이론(Design of Experiment)은 이러한 문제를 합리적으로 결정할 수 있는 기준이 된다. 본 연구에서는 OLHD(Optimal Latin Hypercube design Method)를 적용하였으며 OLHD는 설계변수의 수가 많은 경우 적은 실험 횟수로 충전 성능이 좋은 실험계획을 할 수 있다. 각 설계변수의 한 수준에는 하나의 실험점 만이 존재하게 된다. OLHD는 Orthogonal Array에 비해 사용이 자유로우며 실험점의 개수를 자유롭게 결정할 수 있다는 장점이 있는 반면, 모든 설계변수의 수준수가 같아야 하며 교호작용을 구할 수 없다는 단점이 있다.

## 2.3 Meta Model

SVM(Support Vector Machine)은 러시아의 통계학자인 Vapnik에 의해 처음 소개된 학습기법으로, 입력공간과 관련된 비선형 문제를 고차원의 특징공간의 선형문제로 대응시켜 나타내기 때문에 수학적으로 분석하는 것이 수월하다는 장점이 있다[6,7].  $\{(x_i, y_i), \dots, (x_N, y_N)\} \subset \chi \times R$ 로 훈련 데이터가 주어 있다고 가정한다. 여기서  $N$ 은 훈련데이터의 개수,  $x$ 는 입력벡터,  $y$ 는 출력벡터,  $\chi$ 는 입력공간  $R^m$ 을 나타낸다. Vapnik이 제안한  $\epsilon$ -SVR은 모든 훈련 데이터에 대해서 실제 목표값  $y_i$ 들로부터 최고  $\epsilon$ (무감각모수, Insensitive Parameter)만큼의 편차 내에 있으며 가능한 작은 크기의  $\omega$ 을 가지는 함수  $f(x)$ 을 찾는 것이다. 여기서  $\epsilon$ 보다 작은 훈련 데이터의 예러는 무시한다. 위와 같은 조건을 만족 하는 선형 함수  $f$ 를 다음 식(1)과 같이 쓸 수 있다.

$$f(x) = \langle \omega, x \rangle + b \text{ with } \omega \in \chi, b \in R \quad (1)$$

여기서  $\langle *, * \rangle$ 는 입력공간에서 내적을 나타낸다. 가장 작은 크기의  $\omega$ 을 찾기 위해 다음과 같은 볼록 최적화문제(Convex Optimization Problem)를 구성 할 수 있다.

$$\begin{aligned} & \text{minimize } \frac{1}{2} \|\omega^2\| \\ & \text{subject to } \begin{cases} y_i - \langle \omega, x_i \rangle - b \leq \epsilon \\ \langle \omega, x_i \rangle + b - y_i \leq \epsilon \end{cases} \end{aligned} \quad (2)$$

그러나  $\epsilon$ 편차 바깥에 훈련데이터가 존재 한다면 식(2)는 성립하지 않는다. 일반적으로  $\epsilon$ 편차 바깥에도 훈련데이터가 존재하므로,  $\epsilon$ 편차 바깥에 훈련데이터가 존재해도 볼록 최적화의 문제가 성립 하도록 할 필요가 있다. 슬랙변수(Slack Variable),  $\xi_i, \xi_i^*$ 을 도입하여  $\epsilon$ 편차 바깥에 훈련데이터가 존재 할 수 있도록 볼록 최적화의 문제를 새로 구성하면 식(3)과 같다.

$$\begin{aligned} & \text{minimize } \frac{1}{2} \|\omega^2\| + C \sum_{i=1}^N (\xi_i + \xi_i^*) \\ & \text{subject to } \begin{cases} y_i - \langle \omega, x_i \rangle - b \leq \epsilon + \xi_i \\ \langle \omega, x_i \rangle + b - y_i \leq \epsilon + \xi_i \\ \xi_i, \xi_i^* \geq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (3)$$

입력 공간에 있는 훈련데이터를 비선형 사상 함수  $\Phi$ 을 이용하여 고차원 공간으로 사상시킨 후 ( $\Phi: \chi \rightarrow F$ ) 고차원 공간에서 선형 함수로 근사하고 다시 입력공간으로 비선형 사상을 하게 되면 비선형 함수 근사를 할 수 있다. 이러한 입력 공간에서 고차원 공간으로 또는 고차원 공간에서 입력 공간으로 비선형 사상하는 함수를 커널(Kernel) 함수라 한다. 커널을 이용하여 비선형 함수 근사를 하더라도 앞서 언급한 바와 같이 SVR 알고리즘의 연산은 모두 훈련데이터 사이의 내적으로만 표현된다.

$$k(x, x') := \langle \Phi(x), \Phi(x') \rangle \quad (4)$$

이 커널 함수를 이용한 SVR알고리즘은 다음과 같은 최적화의 문제로 다시 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} & \text{maximize } \begin{cases} -\frac{1}{2} \sum_{i,j=1}^N (\alpha_i - \alpha_i^*)(\alpha_j - \alpha_j^*)k(x_i, x_j) \\ -\epsilon \sum_{i=1}^N (\alpha_i + \alpha_i^*) + \sum_{i=1}^N (\alpha_i - \alpha_i^*) \end{cases} \\ & \text{subject to } \begin{cases} \sum_{i=1}^N (\alpha_i - \alpha_i^*) = 0 \\ \alpha_i, \alpha_i^* \in [0, C] \end{cases} \end{aligned} \quad (5)$$

식(5)는 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \omega &= \sum_{i=1}^N (\alpha_i - \alpha_i^*) \Phi(x_i) \\ f(x) &= \sum_{i=1}^N (\alpha_i - \alpha_i^*) k(x_i, x) + b \end{aligned} \quad (6)$$

### 2.3.1 SVR 검증

SVR 성능을 검증하기 위하여 이차원 비선형

Table 1. Results of analysis of variance

	Average	RMSE	R <sup>2</sup>
4th RSM	0.1283	0.1783	0.70769
RBF	0.01004	0.0147	0.99683
SVR	0.00049	0.02218	0.99998

함수에 대하여 검증을 수행하였다. 검증을 위한 함수는 아래와 같다.

$$y = 5 + \frac{x_1^2 x_2 \sin\left(\frac{x_2}{10}\right)}{10000}, \tag{7}$$

$$x_1 \in [0, 100], x_2 \in [0, 100]$$

250개의 샘플링 데이터로 구성하였다. 4차의 RSM, RBF, SVR 방법을 적용하여 모델을 구성하였으며 변량분석을 통하여 구성된 모델의 신뢰성을 확인하였다. Table 1은 변량분석 결과를 나타낸다.

Average, RMSE(Root Mean Square Error)의 경우 0.2 기준 낮은 값이, R<sup>2</sup>는 1에 가까울수록 높은 신뢰성을 나타낸다. RSM의 경우 비선형성에 대해 모델 구성에 한계가 있으며 설계변수 증가 시 효율성이 급격히 저하된다고 알려져 있으며 RBF는 Kriging에 비해 생성이 용이하며, 비선형이 강한 시스템을 잘 표현해 준다는 장점이 있지만 기저함수의 형태 및 파라미터를 사용자가 정해줘야 하며, 이 값에 RBF의 예측 성능이 민감하게 반응한다는 단점이 있는 것으로 알려져 있다. 본 연구에 적용된 SVR이 가장 높은 신뢰성을 보이는 것을 알 수 있다.

### III. 유연날개 다목적 최적화

#### 3.1 다목적 최적화 알고리즘

다목적함수 최적화의 해는 파레토 최적해라 불리는 많은 최적해로 구성된다. 설계자는 설계 범위 안에서 가능한 한 많은 최적해를 찾는 것이 목적이다. 다목적 최적화 방식의 90%가 파레토 프론트에 기반을 둔 방식이고, 이러한 접근방식의 대부분이 메타 발견적(meta-heuristic) 기술을 사용하고 있다. 특히, 메타 발견적 접근 방식의 70%가 진화론적 접근 방식에 기반을 두고 있다는 점을 감안하여 다목적 최적화 유전자 알고리즘은 많은 다목적 최적화 과정에 사용되고 있다. 본 연구에서는 Sasaki 등에 의해 제안된 전역적이며 실수기반 다목적 적응영역 유전자 알고리즘

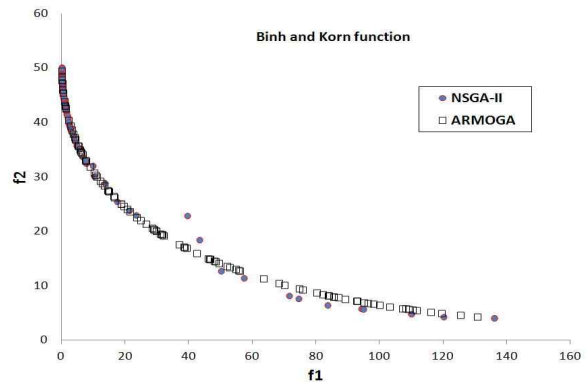


Fig. 5. Pareto front(Binh and Korn function)

(Adaptive Range Multi-Objective Genetic Algorithm)을 적용하였다. ARMOGA는 Oyama 등에 의해 제안된 실수기반 적응영역 유전자 알고리즘(Adaptive Range Genetic Algorithm)에 Pareto-Optimal 개념을 적용한 기법으로 목적함수의 값은 Dominated 와 Non-Dominated로 구별된다. ARMOGA는 Deb에 의해 제안된 이진법 기반 다목적 알고리즘인 NSGA보다 동일한 목적함수에 대해 해의 다양성이 크며 정확해에 보다 우수한 특성을 나타낸다[8,9].

#### 3.2 다목적 최적화 알고리즘 검증

다목적 최적화 기법으로 일반적으로 잘 알려진 NSGA-II(Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm II)기법과 ARMOGA 기법에 대한 비교 검증을 수행하였다. 다목적 최적화 검증을 위해 사용된 목적함수는 아래와 같다.

- Binh and Korn function

$$0 \leq x \leq 5, 0 \leq y \leq 3$$

$$Minimize = \begin{cases} f_1(x,y) = 4x^2 + 4y^2 \\ f_2(x,y) = (x-5)^2 + (y-5)^2 \end{cases}$$

$$s.t = \begin{cases} g_1(x,y) = (x-5)^2 + y^2 \leq 25 \\ g_2(x,y) = (x-8)^2 + (y+3)^2 \geq 7.7 \end{cases}$$

Figure 5는 Binh and Korn function에 대한 Parato front 결과를 나타낸다. NSGA-II와 ARMOGA의 결과가 유사함을 알 수 있으며 ARMOGA의 경우 단 1회의 generation으로 해를 도출하는 우수한 성능을 보여주었다.

#### 3.3 유연날개 최적화 문제

본 연구에서는 ARMOGA를 적용하여 참고문헌 [10]의 날개 Planform과 구조형상, 물성치 정보를 적용하여 유연날개에 대한 중량최소화와 항속



거리가 최대가 되는 다목적 최적화를 수행하였다. 설계 변수는 가로세로비(Asspect Ratio, AR), 테이퍼비(Taper Ratio, TR), 후퇴각(Sweep Angle, SA), 날개 윗면 스킨 두께, 날개 아래면 스킨 두께이며 구속조건은 공력하중에 의한 최대 날개 변위를 설정하였다. 날개 스킨은 등방성 재질로 가정하였으며 날개의 변위는 날개 스펠 길이의 0.1%를 초과하지 않는 구속조건을 적용하였다. 다목적 최적화를 위한 두 개의 목적함수는 최대 항속시간과 중량 최소화 이다. 다목적 최적화 문제를 위해 최적화는 pareto optimal set를 찾아내게 된다. 본 연구의 최적화 문제는 아래와 같이 정의 한다.

Objective,

$$\text{Maximize } \{f_1(s), f_2(s)\} = \text{Max} \left\{ \frac{C_L^{3/2}}{C_D}(s), -M(s) \right\}$$

Subject to,

$$g(s) = u_{Max} - 1.0 \leq 0$$

$$S = \{s_L \leq s \leq s_U\}$$

$$s = \left( \begin{array}{l} AR, TR, SA, \\ \text{Upper Skin Thickness}(T1), \\ \text{Lower Skin Thickness}(T2) \end{array} \right)$$

$$20.04 \leq AR \leq 25.32$$

$$0.4 \leq TR \leq 0.6$$

$$0 \leq SA \leq 5$$

$$3 \leq \text{Upper Skin Thickness} \leq 8$$

$$3 \leq \text{Lower Skin Thickness} \leq 8$$

여기서,  $M(s)$ 는 날개의 중량을  $\frac{C_L^{3/2}}{C_D}(s)$ 는 항속 거리 파라미터를 나타내며  $u_{Max}$ 는 날개의 최대 변형량을 나타낸다.

## IV. 최적화 해석

### 4.1 해석 조건

본 연구에서는 가로세로비가 20.04~25.32, 테이퍼비 0.4~0.6, 후퇴각 0~5도, 날개스킨 위아래 두께는 3~8mm까지의 범위를 적용하였으며 Mach 0.2, 하중배수 3.5g 조건에 대해 해석하였다. Table 2는 유연날개의 구조형상 정보를 나타내며

Table 3은 적용된 Graphite/epoxy 물성치를 나타낸다.

공력-비선형구조 양방향 해석을 통해 변형된 날개 끝의 변위 차이가 3mm 이내에 들어오면 수렴하게 하였다.

Table 2. Structure Design Values

Airfoil	NACA 2414
Number of Spars	2
Number of Ribs	14
Rib Root Thickness(mm)	4.3
Spar Root Thickness(mm)	57
Wing Skin Root Thickness(mm)	3
Spar Cap Root Area(mm <sup>2</sup> )	3140
Rib Cap Root Area(mm <sup>2</sup> )	1050

Table 3. Material Properties of Graphite/epoxy

Youngs Modulus(Pa)	1.53E11
Poissons Ratio	0.3
Density(kg/m <sup>3</sup> )	1310

### 4.2 Pareto Front

Figure 6은 유연날개에 대한 Pareto front 결과를 나타낸다.

Table 4, 5는 최적 설계변수와 최적화 결과를 나타낸다. Pareto Front#1은 최대 항속시간을 나타내고 Pareto Front#2는 최소 중량을 나타낸다. 항속시간이 최대일 때는 34.46hr이며 최소중량일 때는 658.85kg 인 것을 알 수 있다. 최소중량 일 때의 설계조건으로 비선형 구조해석을 수행 시 667.45kg으로 계산 되었으며 1.28% 오차를 나타내므로 구성된 SVR 근사 모델이 신뢰성 있게 구성되었음을 알 수 있다.

날개의 변형량은 구속조건을 모두 만족하는 것을 알 수 있다. 항속시간이 최대가 될 때는 항속시간은 설계점 대비 20.9%, 중량은 41.39% 증가하였다. 최대항속 시간을 위해서는 양력의 증가를 위해 가로세로비와 테이퍼비가 커지므로 중량이 증가하는 것을 알 수 있으며 후퇴각 또한 다소 증가하는 것을 알 수 있다. 날개 스펠 증가

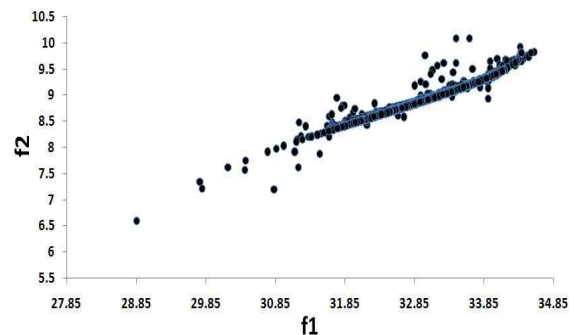


Fig. 6. Pareto Front

**Table 4. Design variables for optimization**

Pareto#	AR	TR	SA	T1	T2
설계점	21.1	0.44	2.23	5.00	5.00
1	25.1	0.59	2.51	5.53	5.53
2	21.3	0.41	1.52	4.10	5.68

**Table 5. Optimization result**

Pareto#	Endurance	Weight	Displacement
설계점	28.50	694.48	0.47
1	34.46	981.93	1.47
2	28.70	658.85	0.46

로 변형량이 증가되었으며 하중을 지지하기 위해 날개 위아래 면의 두께가 증가한 것을 알 수 있다. 중량이 최소가 될 때는 설계점 대비 항속시간은 0.7% 증가하였으며 중량은 5.4% 감소하였다. 중량 최소화는 날개 면적의 변형 보다 날개 표면의 두께 변화를 통해 경량화를 이룬 것을 알 수 있다. 날개 윗면의 두께는 감소하였으며 아래면의 두께는 증가한 것을 알 수 있다.

### V. 결 론

본 연구에서는 계산시간을 줄이기 위해 메타모델로 SVR 근사 모델을 기반으로 구축된 공력-비선형 구조해석 프로세스를 이용하여 유연날개에 대한 항속시간이 최대가 되는 조건과 중량이 최소화 되는 조건에 대해 다목적 최적화를 수행하였다. 항속시간이 최대일 때 항속시간은 설계점 대비 20.9%, 중량은 41.39% 증가하였다. 양력의 최대화를 위해 가로세로비와 테이퍼비가 증가하고 따라서 중량이 증가하는 것을 알 수 있으며 후퇴각 또한 다소 증가하는 것을 알 수 있다. 중량이 최소가 될 때는 설계점 대비 항속시간은 0.7% 증가하였으며 중량은 5.4% 감소하였는데 중량 최소화를 위해서 날개 형상의 변형보다 날개스킨의 두께 감소 방향으로 경량화를 이룬 것을 알 수 있다. 본 연구의 결과를 통하여 유연날개를 가지는 비행체에 대한 개념설계에 유용한 결과를 도출할 수 있음을 확인 하였다. 향후 연구에서는 동적 불안정 현상에 대한 해석을 수행할 예정이다.

### 후 기

본 연구는 2014년도 경상대학교 연구년제 연구교

수 과제 및 호원대학교 교내학술비 지원으로 수행되었습니다.

### References

- 1) John N. Porter, Duane Stevens, Kevin Roe, Sheldon Kono, David Kress, Eric Lau, "Wind environment in the Lee of Kauai Island, Hawaii during trade wind conditions: weather setting for the Helios Mishap", Journal of Boundary-Layer Meteorology, Volume 123, Issue 3, June 2007, pp.463~480.
- 2) Carlos E. S. Cesnik, Patrick J. Senatore, Weihua Su, Ella M. Atkins, "X-HALE: A Very Flexible UAV for Nonlinear Aeroelastic Tests", 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 12 - 15 April 2010, Orlando, Florida
- 3) J.H Kim, S.O Jun, D.Y Hur, D.H Lee, 2011.1, "Simultaneous Aero-Structural Design of HALE Aircraft Wing using Multi -Objective Optimization", Journal of KSAS, Vol. 39, No. 1, pp.50~55.
- 4) E.Y Kim, S.M Chang, D.H Lee, M.H Cho, 2012. 11, "An efficient method for fluid/structure interaction analysis considering nonlinear structural behavior", Journal of KSAS, Vol. 40, No. 11, pp.957~962.
- 5) Hounjet M.H.L. and Meijer J.J, 1995, "Evaluation of elastomechanical and aerodynamic data transfer methods for non-planar configuration in computational aeroelastic analysis", National Aerospace Laboratory NLP, NLP-TP-95690 U.
- 6) S. J. Kim, E. J. You, M. G. Jung, J. K. Kim, "Application of Support Vector Regression for Improving the Performance of the Emotion Prediction Model", Journal of Intelligence and Information Systems, vol.18, no.3, 2012. 9, pp.185~202
- 7) J. H. Sim, J. W. Choi, "Indoor Environment Recognition of Mobile Robot Using SVR", Journal of the KIIEE, Vol.24, No.8, 2010. 8, pp.119~125
- 8) S. K. Jung, G. H. Kim, "A Study on Real-Coded Adaptive Range Multi-Objective Genetic Algorithm for Airfoil Shape Design",

Journal of KSAS, Vol. 41, No.7, 2013.7, 509~515

9) Daisuke Sasaki, "ARMOGA : An efficient Multi-Objective Genetic Algorithm", Technical Report, 2005. 1

10) S. Rajagopal and Ranjan Ganguli, "Multidisciplinary Design Optimization of Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle Wing", CMES, Vol.1680, No.1, pp.1-34, 2012